

低圧の軸流および斜流送風機騒音の音圧レベルの予測*

深野 徹**, 児玉 好雄***
Tohru FUKANO, Yoshio KODAMA**Key Words:** Fluid Machine, Sound, Fan Noise, Axial Flow Fan, Diagonal Flow Fan, Tip Clearance

1. 緒 言

最近送風機騒音の低減化が強く望まれているが、一般的対策が確立されていないのが現状である。送風機騒音はその周波数特性から離散周波数騒音と乱流騒音とに大別できる。前者は、本報で対象とする程度の低圧の送風機を最高効率点近傍の流量域において作動する場合に限定すれば、発生原因も比較的明確であり、これは低減可能である⁽¹⁾。したがって、問題とすべきものは乱流騒音である。本報の議論はこの乱流騒音に限定されている。

送風機の乱流騒音に関して著者らは理論的に検討して⁽²⁾⁻⁽⁴⁾、音圧レベルは動翼によって作られる後流の幅に比例することを明らかにし、その予測式を提案した。また、後流の幅に影響を与える送風機の設計パラメータについても実験的に検討し、式の妥当性を示した。さらに、その後の実験においてこれまで考慮していなかった翼先端すきまが乱流騒音を支配する重要なパラメータであり、送風機の設計点におけるほか、低流量域においても翼先端すきまを小さくすることが騒音低減対策上きわめて有効な手段であることを明らかにした⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

本研究は上述の実験結果に基づき成されたもので、前に提案した音圧レベルの予測式の中で翼先端すきまを考慮し得るように改良することを目的としたものである。解析の基礎とする流動モデルは既報⁽²⁾のものと同じであるが、これに加えて翼先端すきまを通る漏れ流れが作り出す翼端渦によって主流の流出角が影響を受け、その結果後流の幅が変化することを考慮に入れ

た。併せて新たに導入した式の妥当性を実験的に検証した。なお、本報の議論は乱流騒音に限定されることは既述のとおりであるが、それに加えて送風機の設計流量点（最高効率点）近傍の流量範囲に限定される。

2. 記 号 表

- a : 翼端渦のコア半径 m または mm
- a_0 : 音速 m/s
- B : 動翼枚数
- C : 翼弦長 m または mm
- C_L : 揚力係数
- C_t : 翼先端における弦長 m または mm
- D : 後流の幅 m または mm
- D_t : 翼後縁の厚さ m または mm
- ΔD : 翼端渦による後流の幅の増加量 m または mm
- d : 翼端渦の翼弦方向のスケール m または mm
- E : 音響出力 W
- g : 重力の加速度 m/s^2
- K : 修正係数
- p : 音圧 pa
- p_0 : 最小可聴音圧 pa
- R : 半径方向の距離 m または mm
- Re_c : 翼弦長に基づくレイノルズ数 $\equiv CW/\nu$
- r : 音源と観測点との距離 m
- S_c : 圧力変動の相関面積 m^2 または mm^2
- SPL: 音圧レベル dB
- \bar{s} : 翼先端すきまの平均値 m または mm
- t : ピッチ m または mm
- w : 翼入口における相対速度 m/s
- y : ダクト壁からの半径内向き距離 m または mm

* 昭和58年6月17日 第9回技術講演会において講演、原稿受付 昭和58年11月21日。

** 正員、九州大学工学部(〒812 福岡市箱崎6-10-1)。

*** 正員、長崎大学工学部(〒852 長崎市文教町1-14)。

$\Delta\beta_2$: 平均流出角の変化量 $^\circ$

δ_M : 翼先端における翼厚さの最大値 mm

δ^* : 境界層の排除厚さ m または mm

η : 電動機と送風機の総合効率

θ : 送風機の軸中心と観測点とのなす角 $^\circ$

ν : 動粘性係数 m^2/s

ρ_0 : 空気密度 kg/m^3

σ : 弦節比 $\equiv C/t$

3. 乱流騒音の理論式

3.1 従来の式の概要および問題点 著者らは送風機の乱流騒音の発生機構の解明を意図して渦放出を伴う流動モデルを導入し、それに基づいて騒音の音響出力 E が次式によって表されることを示した⁽²⁾。

$$E = \frac{\pi B \rho_0}{600 a_0^3} \frac{S_c}{C} W^6 dR \dots\dots\dots (1)$$

ここで B は動翼枚数、 ρ_0 は空気密度、 S_c は放出渦によって影響を受ける翼表面圧力の相関面積、 W は翼入口における相対速度、 C は翼弦長、 a_0 は音速、 R は半径方向の距離である。本モデルにおいては後流の幅 D が渦のスケールを与えるため極めて重要なパラメータである。 S_c のスパン方向の大きさは D と同程度の大きさであると考えられるが統計的に考え、 $D/2$ とした。一方、 S_c の翼弦方向の大きさは従来 C に等しいとしていたが、本研究では渦放出による音源の密度が翼の後縁近傍に集中している⁽⁷⁾⁽⁸⁾ことを考えて $C/2$ とした。したがって、 S_c は次式で表される。

$$S_c = CD/4 \dots\dots\dots (2)$$

式(2)を式(1)に代入すれば音響出力は次式、

$$E = \pi B \rho_0 \int_{\text{SPAN}} DW^6 dR / 2400 a_0^3 \dots\dots\dots (3)$$

で表される。この式からわかるように D は騒音のレベルを定める重要なパラメータである。このことは乱流騒音がエネルギー損失と直接的に関連するものであり、一方、 D が流体のエネルギー損失の大きさの指標となるものであることを考えると妥当である。

一方、送風機の乱流騒音の場合、音の放射特性は双極子形であるから、音響出力 E と観測点の音圧 p とは次のように関係付けられる⁽⁹⁾。

$$\frac{E}{2} = \frac{4\pi r^2}{3\rho_0 a_0 \cos^2 \theta} \bar{p}^2 \dots\dots\dots (4)$$

ここで r は音源と観測点との距離で実際には入口ノズル端からマイクロホンまでの距離を採った。また、 θ は音源を中心として送風機の軸中心線と観測点とのなす角で、本実験では 0° である。音圧レベル(SPL)は次式で定義されているから、この式に式(3)と(4)の関

係を代入すれば、観測点の音圧レベルが求まる。

$$\text{SPL} = 10 \log_{10} (p^2/p_0^2) \dots\dots\dots (5)$$

ここで p_0 は最小可聴音圧で $2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ である。

さて上述の理論式を実際の送風機に適用する場合、 D を決定する必要があるが、これをあらかじめ定めることができれば実用上都合がよい。そこで今対象としている程度の送風機の圧力上昇は非常に小さいから、翼面上の境界層が圧力こう配のない場合の平板上の境界層と同じであると仮定し、さらに後流の幅 D は翼後縁の厚さ D_t および排除厚さ δ^* の和であると定義して従来は次式から D を求めていた⁽²⁾。

$$D = D_t + 2\delta^* = D_t + 0.093 CR_{ec}^{0.2} \dots\dots\dots (6)$$

ここで R_{ec} は翼弦長に基づくレイノルズ数である。以上のことから明らかなように、式(6)で定義された D には翼先端すきま s の影響は考慮されていない。したがって式(3)の音響出力にも当然その効果は含まれず従来式からは緒言で述べたような s の増大による音圧レベルの増加は説明できない。

Lakshminarayana によれば、翼端渦は流れの転向角を減少させる⁽¹⁰⁾。このことは後流の幅 D の増加をきたし、結果として騒音を増加させる可能性を有している。本研究においてはこのことを考慮して図1に示されるように D が従来考慮した項と翼端渦による D の増加量 ΔD との和で次式のように与えられるとした。

$$D = D_t + 0.093 CR_{ec}^{0.2} + \Delta D \dots\dots\dots (7)$$

つまり翼端からのもれ渦がない場合には図1に示すように主流は太い破線 L で示す方向に流れ、 D には D_t のほか δ^* が関与するが、翼端渦によって主流の流出角が $\Delta\beta_2$ だけ変わると流れは点Aではく離して破線 L の方向から太い実線 M の方向へ変わる。その結果として ΔD だけの後流の幅の増加をもたらすと仮定

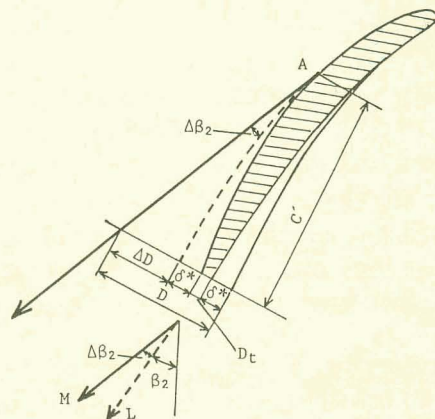


図1 後流の幅の変化量 ΔD

しているのである。

3・2 ΔD の決定方法 図1を参照すれば明らかに ΔD は近似的に次式で与えられる。

$$\Delta D = C' \tan \Delta \beta_2 \dots \dots \dots (8)$$

ここで C' は、実線 M に平行な線が翼の負圧面に接する点Aから翼後縁までの距離とした。平板翼の場合には C' は C に等しい。

さて3・1節で述べたように Lakshminarayana は翼端渦が流れの転向角を減少させることについて理論と実験から検討し、その平均流出角の変化量 $\Delta \beta_2$ の整理式として次式を提案している⁽¹⁰⁾。

$$\Delta \beta_2 = \arctan \left[0.25 \frac{C_t}{t} C_L \left(1 - \frac{y - \bar{s}}{a} \right) \right] \dots \dots \dots (9)$$

ここで C_t は翼先端の翼弦長、 C_L は揚力係数、 t は翼のピッチ、 y はダクト内壁面から半径内向きの距離である。 a は翼端渦のコアの半径で次式で定義されている。

$$\frac{a}{\bar{s}} = 0.14 (d \sqrt{C_L / \bar{s}})^{0.85} \dots \dots \dots (10)$$

ここで d は翼端渦の翼弦方向のスケールである。

Lakshminarayana の研究では翼端すきまと翼高さとの比 \bar{s}/H が約2%と4%の場合について検討されており、その場合には式(9)からの算定値は実験値とよく一致している。

式(10)の d の大きさを一般的に表現するのは難しい問題であり、実際上どのような値を与えればよいかについては議論の残るところではあるが、本研究では一律に C に等しいと仮定した。そうすれば $\Delta \beta_2$ は算定できることになる。試算によれば、式(10)から求められる翼端渦のコア半径 a は \bar{s} の0.15乗に比例し、図2に一例を示すように翼高さに比較してあまり大きな値をとらない。その結果、翼端渦は翼先端の狭い範囲でのみ $\Delta \beta_2$ に影響を与え、その範囲は \bar{s} によってわずかに変わらない(図6の破線参照)。また、これらの $\Delta \beta_2$ の値を用いて上式の方法で ΔD を算出し、式

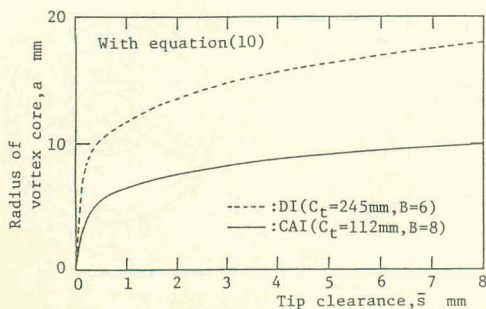


図2 翼端渦のコア半径

(3)~(5)から音圧レベル SPL を求めると、 \bar{s}/H が、Lakshminarayana が検討した程度の範囲では計算値は実測値と合うが、一般的に \bar{s}/H がその範囲より大である場合は実測値より小さく、小である場合は大となり誤差が大きくなることがわかった。そこで彼の $\Delta \beta_2$ に対する整理式を以下のように修正することを試みた。

誤差を生じる原因は d のとり方などいろいろ考えられるが、結論的には、 a が \bar{s} によってあまり変化しないことにあると考え、 a の式として式(10)に修正係数 K を付加した次式を用いることにした。

$$\frac{a}{\bar{s}} = 0.14 K^2 (d \sqrt{C_L / \bar{s}})^{0.85} \dots \dots \dots (11)$$

K は上述のような SPL の誤差の傾向を考慮に入れ、SPL の実験値と理論値とが実験の全範囲でできるだけ合うように試行錯誤して、次式で定義した。

$$K = 2.1 (1 - 1/e^{\delta_M}) \dots \dots \dots (12)$$

ここで δ_M は翼先端における最大翼厚さである。これは \bar{s} の無次元化のために導入されたものであるが、翼先端すきま \bar{s} が同じであっても翼の厚さが大なるほうがもれ流れが抑制されるであろうことを考慮に入れたものである。式(11)の形からわかるようにこの K による修正は d を一部修正したともみなし得る。

4. 実験装置および方法

図3は軸流送風機の実験装置の概要を示したものである。全長は約14mで吸込口には入口ノズル、吐出し口には流量調整用のダンパが設けられている。供試送風機は必要に応じて広がり管(広がり角6°)または円筒の連絡管を介してJIS規格に従って作られた整流格子と流量測定用オリフィスを有する内径624mmの円管に連結されている。

図4は供試羽根車を示したもので、図4(a)は翼の外形状が扇形をした厚さ2mmの3枚の平板から成る直径が612mmの扇形翼羽根車(以下FPIと略記)、図4(b)は翼断面が翼形をした厚肉翼の5枚の羽根から成る直径606mmの翼形翼羽根車(AI)、図4(c)は

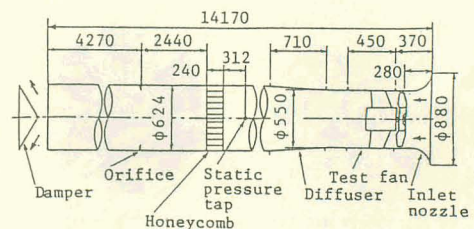


図3 実験装置の概要

翼断面がクラークY形をした8枚羽根のクラーク翼羽根車(CAI)および図4(d)は入口直径505 mm, 出口直径590 mmの6枚の円弧翼から成る斜流羽根車(DI)で、いずれも市販品である。これらの羽根車のうち前二者は6極の、後二者は4極の誘導電動機によってそれぞれ約1180 rpmと1750 rpmで駆動される。

図5(a), (b)は電動機の支持方法を示したものである。図5(a)では電動機は11枚の円弧静翼によって支持された直径260 mm, 厚さ1.6 mmの円管内に設置されている。この支持方法はクラーク翼と斜流送風機に採用された。一方、翼形翼と扇形翼送風機の場合には、図5(b)に示すように電動機は3枚の支持板で支持された円管内に固定されている。なお、翼先端における動翼後縁と静翼(支持板)前縁との軸間距離はいちばん近い場合(斜流送風機)で95 mm, 遠い場合(翼形翼送風機)で155 mmであり、両者の干渉による離散周波数騒音は発生していない。したがって本研究で議論の対象とするのはすべて乱流騒音である。

翼先端すきまを変える場合には動翼外径を一定に保ち、入口ノズル端から静翼(支持板)前縁までのダクト内壁面の全範囲にわたって表面が滑らかでかつ真円に樹脂を塗布することによって変えた。また、斜流送風機の場合にはダクトを真円に仕上げ、これを軸中心が

半径方向にずれないように細心の注意を払って軸方向に移動して変えた。表1は採用した翼先端すきまと翼先端における最大翼厚さを示したもので、先端すきまは4種類の各送風機に対してそれぞれ約1 mm間隔に五〜六とおり変えた。なお、FPIの場合は図4(a)に示すように羽根先端の全範囲で一つの円弧になっていない。したがってこの場合は、ダクト壁、1枚の羽根先端および動翼中心と最大弦長の中心を通る直線に最大弦長点から平行に引いた2本の直線とで構成される面積を最大弦長で除したものを \bar{s} とした。表1中の()を付したものはこの場合の最小先端すきまを表している。なお、ダクト表面の凹凸による \bar{s} の標準偏差は表1中の全条件下で大略0.02 mmである。

本実験範囲では各機種ともに \bar{s} が最小の場合に騒音の音圧レベルは最低となり、効率は最高値を示した。表2はその時の送風機特性をまとめたものである。

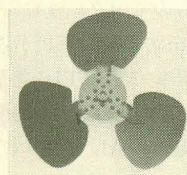
騒音測定は送風機の動翼軸中心上の入口ノズル端か

表2 最良の状態の時の送風機特性(η_{\max} 点)

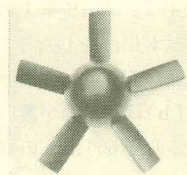
Impeller	Maximum efficiency	ϕ	ψ	λ
FPI	0.636	0.248	0.074	0.029
AI	0.809	0.251	0.092	0.029
CAI	0.832	0.368	0.187	0.083
DI	0.697	0.340	0.410	0.200

表1 各羽根車の翼先端すきまおよび最大翼厚さ

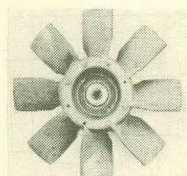
Impeller	Tip clearance, \bar{s} mm	Maximum blade thickness mm
FPI	7.3(6.0), 3.3(2.0), 2.0(0.7)	2.0
AI	6.0, 4.9, 3.6, 1.9, 0.7, 0.3	6.5
CAI	7.8, 6.0, 4.0, 3.0, 1.7, 0.65	8.8
DI	5.9, 3.9, 2.7, 1.8, 0.8	4.0



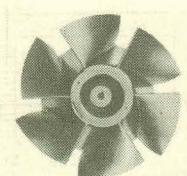
(a) 扇形翼(FPI)



(b) 翼形翼(AI)

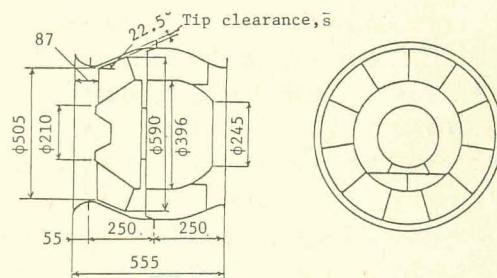


(c) クラーク翼(CAI)

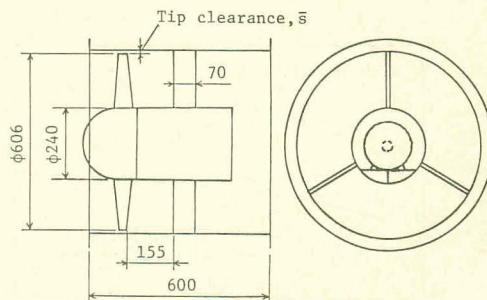


(d) 斜流翼(DI)

図4 供試羽根車



(a) 斜流送風機



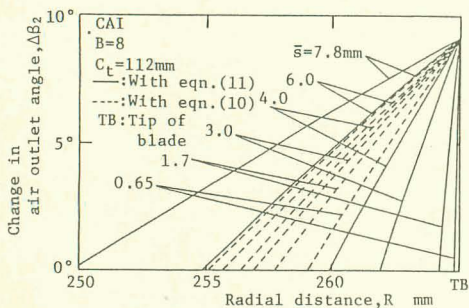
(b) 翼形翼送風機

図5 供試送風機

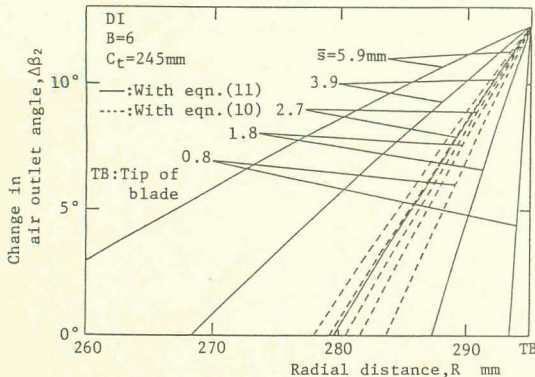
ら 1.5 m 上流の遠距離場で行った。

5. 結果 および 考察

5.1 後流の幅の増加量 ΔD 図 6 は理論によって求めた翼端渦による平均流出角の変化量 $\Delta\beta_2$ の例を示したもので、図 6 (a) はクラーク翼送風機、図 6 (b) は斜流送風機の結果である。図 6 中の実線は式 (9) と式 (11) から、破線は式 (9) と式 (10) から算出したものである。なお、揚力係数 C_L はクラーク翼および翼形翼の場合 1.2、斜流送風機の場合 1.1 であり、扇形翼の場合 0.7 とした⁽¹¹⁾。図 6 から全体的傾向として、 $\Delta\beta_2$ は翼の先端近傍で増加し、翼先端すきまが増加するに従い翼端渦の影響の範囲が広がることがわかる。また、同じ大きさの翼先端すきまで比較した場合、 $\Delta\beta_2$ の値はクラーク翼送風機の場合より斜流送風機の場合のほうが大きいことなどがわかる。これは式 (9) から明らかなように主として翼弦長 C_t が斜流送風機のほうが長いことに因っている。一方、破線と実線とを比較すれば、 \bar{s} の大なる場合は翼端渦の半径方向の影響範囲は後者のほうが広いが、 \bar{s} が非常に小さいとその傾向が逆転することがわかる。



(a) クラーク翼送風機

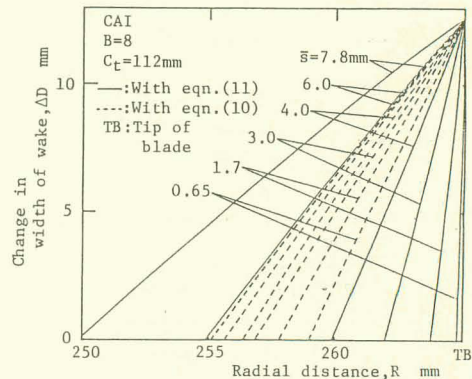


(b) 斜流送風機

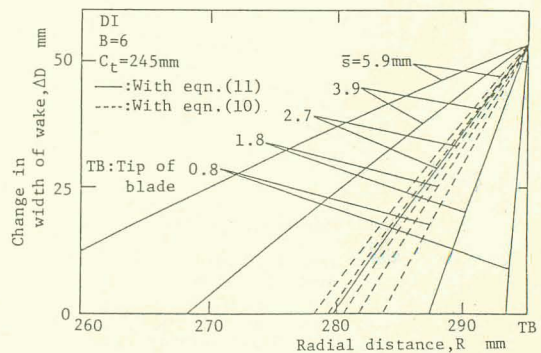
図 6 流出角に及ぼす翼先端すきまの影響

図 7 は前述した $\Delta\beta_2$ を式 (8) に代入して得られる後流の幅の増加量 ΔD を示したもので、図 7 中の実線と破線は図 6 で述べたものと同様である。式 (8) から容易に推察できるように、 ΔD に与える \bar{s} の影響は図 6 と同様である。一方、クラーク翼送風機 [図 7 (a)] と斜流送風機 [図 7 (b)] を比較した場合、 ΔD の値は \bar{s} を同じに採れば後者が前者よりかなり大きい。本実験に用いたこの二つの翼形では翼形状の差異に基づく接点 A (図 1) に特異な差異はなかった。したがって、 ΔD の差異は主として翼弦長の差異 (図 7 中に翼先端の翼弦長 C_t を記述) によっている。このような弦長の長い羽根車の場合には翼先端すきまの増加に伴って ΔD が、したがって、騒音が急激に増加することが予想されるので、翼先端すきまを十分小さくする配慮が必要である。

5.2 音圧レベルの実験値と理論値との比較 図 8 は本実験で用いられた 3 種類の軸流送風機と 1 種類の斜流送風機に対する音圧レベルの実験値と式 (8)、(9)、(11) および式 (12) を用いて得られる ΔD を式 (3)、(4) および式 (7) に代入して得られた音圧レベ



(a) クラーク翼送風機



(b) 斜流送風機

図 7 後流の幅におよぼす翼先端すきまの影響

ルの理論値とを比較したものである。図8中の太い実線は実験値と理論値とが一致することを、細い実線はこれより ± 1 dB 平行移動した線を表している。実験値と理論値とは羽根車の種類、動翼断面形状や枚数などが異なるにもかかわらずよく一致している。このことは3章で導入した諸式から音響出力を求めることの妥当性を示している。

図9(a)~(d)は各送風機における騒音を翼先端す

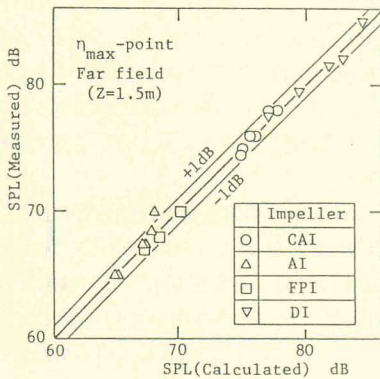
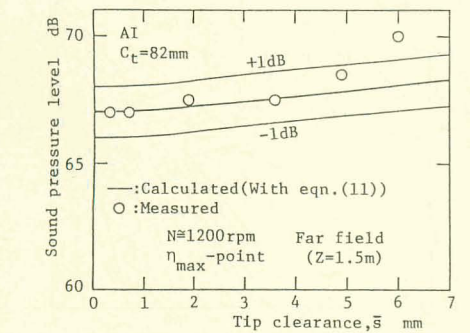
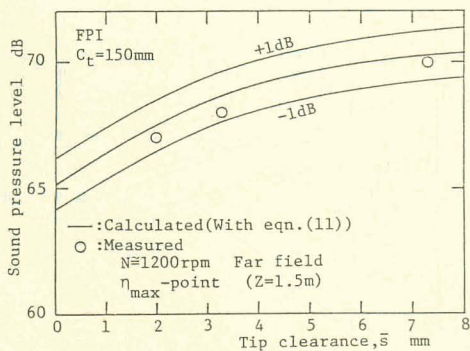


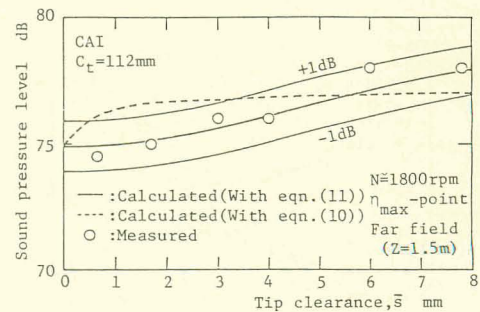
図8 音圧レベルの実験値と理論値との比較



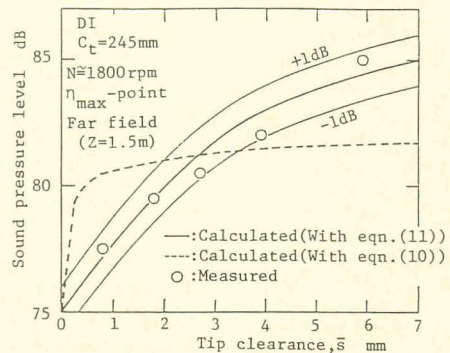
(a) 翼形翼送風機



(b) 扇形翼送風機



(c) クラーク翼送風機



(d) 斜流送風機

図9 翼先端すきまが騒音に及ぼす影響

きま s に対して図示したものである。図9中の太い実線は翼端渦のコア半径 a に対して式(11)を、破線は式(10)を用いた場合である。また、○印は実験点である。図9(a)から図9(d)へそれぞれ翼形翼、扇形翼、クラーク翼および斜流の各送風機の結果が示されているが、図9(a)と図9(b)においては破線の結果は割愛している。図9中の実線と実測値とは翼先端すきまの広い範囲で定量的によく一致しており、コア半径 a の修正式を使うことにより、音圧レベルに与える s の影響が十分な精度で予測できることがわかる。一方、破線の結果は3・2節で述べたように s の大小の両範囲で実験値と合わなくなる。これは翼端渦の半径方向の領域が Lakshminarayana の式によれば s によってあまり変わらないためである。実験値にみられるように軸流形に比べ、斜流形のほうが s の発生騒音に与える影響は大である。これは本実験に用いたものは軸流形に比べ斜流形のほうが翼弦長が長いためそれだけ ΔD が大となるためである。

5・3 低減可能な音圧レベルの目標値 与えられた送風機に騒音低減対策を施す際まず問題となるのは、その機械で理想的にいつてどの程度の音圧レベル

まで低減可能かという判断が現在ではできないことである。つまり各機種についての低減可能な目標値を与えることができれば、無意味な努力が避けられ実用上極めて有意義である。本論文で対象としている程度の低圧送風機では離散周波数騒音は比較的容易に低減可能であるから、羽根車の設計上考慮すべきものはここで論じている乱流騒音であり、ここでもその範囲に議論を限定しておく。

音響出力を支配する式(3)中の後流の幅 D は式(7)で表される。このうち右辺第1項は理想的には零となし得る。同様に第3項の ΔD は動翼が回転するため構造上生じるもので、零であっても本来の機能上不都合はなく、むしろ好ましいことである。したがって、何らかの方策によってこれを零あるいはきわめて小さい値とする可能性は残っている。一方、第2項の δ^* の項は動翼が流体にエネルギーを与えるための代償として必ず生じるものである。つまり D の最小値は $2\delta^*$ であると考えてよい。式(3)には動翼の設計パラメータとして動翼枚数 B 、外径 $2R_0$ および $D(\equiv 2\delta^*)$ に関係する翼弦長 C などが含まれている。問題を簡単化するために B 、 R_0 および C は与えられているとすればこの条件下では δ^* のみを変数となり、これを最小限にした時の音圧レベルが低減可能な最小値を与えると考えられる。

翼後縁の厚さ D_t を零とすることは実際の製作上、少なくとも大量生産の過程では期待できない。そこで一步譲って D_t も与えられているとすれば、図9(a)～(d)の各場合において、 $\bar{s}=0(\Delta D=0)$ の時、つまり太い実線の切片の値は上述の意味において与えられた送風機の低減可能な目標値を与える。

5.4 音圧レベルの理論的予測 本節では設計上の問題の一つとして、弦節比 C/t を一定とした時、動翼枚数 B の大小が発生騒音に与える影響を考察する。

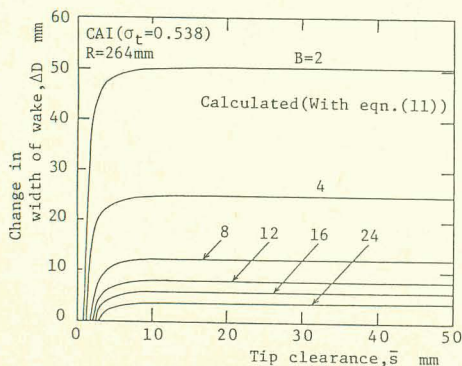


図10 ΔD に及ぼす動翼枚数の影響

送風機を設計する際送風機流量、圧力、回転数などが与えられると、それらの条件に適切な次式で定義される弦節比 σ を決定することができる。

$$\sigma = C/t = BC/2\pi R \quad \dots\dots\dots (13)$$

ここで C は翼弦長、 t はピッチ、 B は動翼枚数、 R は半径である。この式から明らかなように、 σ は動翼枚数と翼弦長の積に比例する。本研究では式(11)で d を翼弦長 C に等しいとしているから、 C は式(11)で渦のコア半径 a を介して $\Delta\beta_2$ に関係するほか図1あるいは式(8)からわかるように ΔD と一意的に関係している。

図10は弦節比を一定にして動翼枚数を変えた場合の後流の幅の増加量 ΔD の計算例を示したものである。この結果から、 \bar{s} が $0 \sim 10$ mm の範囲では \bar{s} の増加に伴って ΔD が増加し、 $\bar{s} > 10$ mm では式(12)の K が一定値に近くなり、そのため ΔD は \bar{s} にかかわりなく一定値を採るようになる。 K は $\bar{s} > 2\delta_M$ すなわち、 \bar{s} が最大翼厚の2倍程度以上になればほぼ一定($\bar{s} = \infty$ の時の値の99%に達する時で定義)となり、

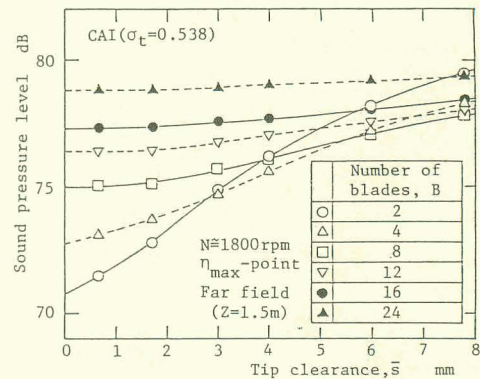


図11 動翼枚数が騒音に及ぼす影響

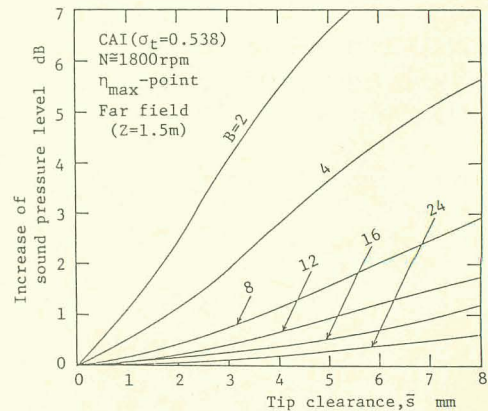


図12 音圧レベルの増加量

自由空間で羽根車が回転するのと同様になる。

さらに図 10 は動翼枚数 B が少ないほどすなわち翼弦長が長いほど、式 (8) から予想されるように ΔD が大きくなり、全体の後流の幅 D に対して大きな影響を持っていることを示している。一方、式 (3) に示すように音響出力 E は B に比例するから B は少ないほうがよい⁽³⁾。したがって、 σ が与えられた場合に、騒音的には翼弦長が長くて動翼枚数が少ないほうが有利か、逆に翼弦長が短くて動翼枚数が多いほうが有利かは直ちには決め難い。以下にこのことについて検討する。

図 11 は動翼枚数が騒音に及ぼす影響をクラーク翼送風機を例として図示したもので、横軸は翼先端すきまである。図 11 にみられるように翼先端すきが約 3 mm より小さな条件下では動翼枚数の少ない順に音圧レベルは低い。したがって、この先端すきまの範囲内では翼弦長を長くして動翼枚数を少なくしたほうが騒音の面からは有利であるといえる。翼先端すきが 3 mm 以上になると動翼枚数が少ないほど、すなわち翼弦長が長いほど翼先端すきまの増加に伴う音圧レベルの増加率が大きいため (図 10)、 δ が 8 mm 近くになると 2 枚羽根の動翼の場合が音圧レベルはいちばん高くなる。

さらに図 11 には弦節比が与えられた場合には各先端すきまに対して音圧レベルが最小となる動翼枚数が存在することを示している。ただし、翼先端すきが 50 mm 以上になると動翼枚数による差は 2 dB 以内となり、音圧レベルはほぼ一定値の 81~83 dB となる (図省略)。

図 12 は翼先端すきまが零の場合の音圧レベルを基準として、それからの音圧レベルの増加量を弦節比 σ を一定にして動翼枚数を変えた結果を示したものである。図 12 にみられるように、 B が小なるほど δ に対する音圧レベルの増加率は大きい。このことは翼弦長の大なる送風機ほど翼先端すきまを小さくすることによって大幅な騒音の減少が期待できることを示唆するものである。

6. 結 論

翼先端すきまの大きさを考慮に入れた発生騒音の音圧レベルの予測式を理論的に導入し、これを 3 種類の軸流送風機および 1 種類の斜流送風機を用いて実験的に検証した。その結果次の結論を得た。

(1) 本報で導入した理論式 (3), (7) および式 (11) を用いると、翼先端すきまの効果も含めて送風機の乱流騒音を精度よく予測することができる。

(2) 翼先端すきまが増大するに伴い翼端渦の効果で翼後縁における後流の幅が増加する。これが騒音増加の主因となっている。

(3) 翼端渦による後流の幅の増加量は翼弦長に比例するため弦長の長いほうが大となる。したがって、騒音低減上からは翼弦長の長いもののほど翼先端すきまを十分小さくする必要がある。

(4) 与えられた弦節比において、翼先端すきまが小さい場合 (3 mm 以下) は一般に動翼枚数を多くするより翼弦長を長くしたほうが騒音低減対策上有利である。逆に、動翼枚数が少ないものほど δ に対する騒音の増加率が大きいため、それ以上の δ の範囲では音圧レベルを最低とする動翼枚数が存在する。これは本報で導入した式によってあらかじめ算定可能である。

おわりにこの研究に関して種々のご援助をいただいた東芝電気㈱の青木登氏に感謝します。

文 献

- (1) 妹尾・児玉, 機論, 39-320 (昭 48), 1246.
- (2) 深野・ほか 2 名, 機論, 41-345 (昭 50), 1479.
- (3) 深野・ほか 2 名, 機論, 43-375 (昭 52), 4168.
- (4) Fukano, T., ほか 2 名, *J. Sound Vib.*, 56-2 (1978), 261.
- (5) 深野・ほか 2 名, 第 8 回ターボ機械講演論文集, (昭 55), 73.
- (6) 深野・ほか 2 名, 機論, 51-463, B (昭 60), 820.
- (7) 秋下・ほか 2 名, 機論, 44-387 (昭 53), 3797.
- (8) 深野・ほか 3 名, 機論, 51-468, B (昭 60).
- (9) Sharland, I., *J. Sound Vib.*, 1-3 (1964), 302.
- (10) Lakshminarayana, B., *Trans. ASME, Ser. D*, 92-3 (1970), 467.
- (11) 生井, 送風機と圧縮機, (昭 44), 238, 朝倉書店.